



杜飞平,工学博士,西安交通大学兼职教授,博士生导师。现任西安航天动力研究所科技处副处长,液体火箭发动机技术国家重点实验室管理办公室主任,《火箭推进》执行副主编,《装备工程学报》《应用力学学报》青年编委。主要从事我国航天液体动力技术规划、基础理论研究、先进动力研发以及科技成果转化工作,承担多项省部级重点项目。在 SCI、EI 以及核心期刊上发表论文 40 余篇,专利成果 20 余项,出版著作 2 本。获第二十届“陕西青年五四奖章”、第三届最美三秦科技服务之星、陕西省科技创新成果一等奖、中国发明协会创新奖一等奖。

航天液体动力关键技术研究进展与趋势

杜飞平

(西安航天动力研究所,液体火箭发动机技术重点实验室,710100 西安)

摘　要:航天液体动力是一个国家科技实力的重要体现,更是国家安全的重要保障。随着我国航天任务的蓬勃开展,频次日益增加的太空探索活动对航天液体动力提出了更高的需求,航天液体动力的一系列关键技术亟待突破。本研究从液体火箭发动机的系统构成和工作原理介绍开始,系统阐述了航天液体动力的若干关键技术及其研究最新进展;在此基础上,归纳了液体动力技术的发展趋势,并考虑多学科交叉共融发展,对实现关键技术突破的技术路线进行了展望,以期为未来的航天液体动力发展提供参考。

关键词:航天液体动力;关键技术;发展趋势

中图分类号:V434　　**文献标志码:**A

Research progress and trend of key technologies of aerospace liquid propulsion

DU Feiping

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, 710100 Xi'an, China)

Abstract: Aerospace liquid power is the cornerstone of all space activities such as space infrastructure construction, deep space exploration, and manned moon landings. It determines the scale of a country's

收稿日期:2022-06-26　　**修回日期:**2022-11-28

基金项目:中国工程院战略研究与咨询资助项目(No. 2022-HY-04)

通信作者:杜飞平,教授,博士生导师。E-mail:ntdfp@163.com

引用格式:杜飞平. 航天液体动力关键技术研究进展与趋势[J]. 应用力学学报,2023,40(1):7-15.

DU Feiping. Research progress and trend of key technologies of aerospace liquid propulsion[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(1):7-15.

space activities and the ability to enter and leave space. It is an important manifestation of a country's scientific and technological strength. As the frequency of China space exploration activities continues to increase, there is a higher demand for space power technology, and a series of key technologies for space liquid power await further breakthroughs by researchers. Therefore, in this paper, a brief introduction is first made to the system composition and working principle of the liquid rocket engines; secondly, several key technologies of aerospace liquid power are systematically summarized. Finally, the future development of liquid power technology is given. Combined with the multidisciplinary development, a prospect is made on the technical routes to achieve key technological breakthroughs.

Key words: aerospace liquid propulsion; key technology; development trend

航天技术是探索、开发以及利用宇宙空间的综合性工程技术，以液体火箭发动机为代表的航天液体动力是运载火箭、导弹武器、卫星、空间飞行器的核心，决定着一个国家航天活动的规模、进出空间的能力。航天液体动力是空间基础设施建设、深空探测、载人登月等一切航天活动的基石，是一个国家科技实力的重要体现，更是国家安全的重要保障。近年来，中国航天技术取得了令人瞩目的辉煌成绩："嫦娥五号"实现我国首次月面土壤采集[1]；"天问一号"一次性完成了火星探测的"绕、落、巡"3 大任务[2]；"神舟十三号"实现航天员在轨驻留 6 个月[3]，这一次次飞跃都离不开航天液体动力技术的支持。

航天液体动力系统及组件工作过程复杂，运行中能量释放剧烈，系统参数动态过程发展迅速，极端的运行工况给发动机的设计、制造、监控带来巨大挑战。以液体火箭发动机为例，其工作参数极端且动态范围宽，起动关机过程参数易产生大幅冲击振荡：系统压力范围从 0 ~ 90 MPa；温度从液氢温区（20 K 左右）至 3 500 K；推进剂质量流率从 0 ~ 1.2 t/s；启动时推力室受到的瞬时压力冲击达到 20 MPa，所对应推力室瞬时加速度达到了 5 000g。此外，液体火箭发动机系统内部复杂的两相流动、燃烧的不稳定性、高速旋转的涡轮泵转子蕴藏着复杂的设计问题，而外部的振动、冲击、过载、热流、湿度、低气压、电磁、盐雾等复杂恶劣环境作用进一步对系统性能提出更高要求。

经历了将近一个世纪的发展，航天液体动力在设计、制造、材料、试验等一系列关键技术上取得了突飞猛进的进步。近年来，随着人类太空开发、探索活动的日益频繁，高可靠、大推力、高性能、可重复、低成本成为火箭发动机研制的新需求和航天液体动力技术发展的新挑战。习近平指出："太空探索永无止境。我国广大科技工作者、航天工作者要为推动世界航天事业发展继续努力，为人类和平利用太空、推动构建人类命运共同体贡献更多中国智慧、中国方案、中国力量"[4]。航天振兴，动力先行，航天液体动力的一系列关键技术亟待中国科研人员突破。

本研究以航天液体动力为研究分析对象，首先介绍了其系统构成和工作原理；其次，系统阐述了若干关键技术及其研究最新进展；最后归纳了液体动力技术的发展趋势，并基于多学科交叉共融发展，对关键技术突破的技术路线进行了展望，以期为航天技术的进一步发展提供指导。

1 航天液体动力工作原理

航天液体动力以液体推进剂为工质，在燃烧室内进行燃烧反应，将推进剂化学能转变为热能，产生高温、高压燃气，通过喷管膨胀，又将热能转变为动能，以超声速从喷管喷出，从而产生推力。其三大核心组件分别为：热力组件、涡轮泵和自动器。

1.1 三大核心组件

热力组件包括推力室、燃气发生器（或预燃室）等。推力室又由喷注器、燃烧室和喷管组成，推进剂由喷注器进入燃烧室，经过燃烧产生高温、高压的气体，由推力室喉部经喷管膨胀排出，将推进剂的内能转化成动能，产生推力。燃气发生器将推进剂雾化、掺混，其燃烧产生的高温燃气用于驱动涡轮做功。

涡轮泵是涡轮和泵组合的总称。涡轮在燃气发生器产生的高温高压燃气驱动下高速旋转，带动泵高速转动，在泵轮离心力等作用下，推进剂压力迅速增加，随后按系统规定的流量、压力进入推力室或燃

气发生器，产生推力或涡轮燃气。

自动器则用于控制流体介质的压力、流量和方向，保障发动机起动、关机、状态过渡与调节过程的顺利进行[5]。自动器包括各种方向调节器、压力调节器和流量调节器等，按工作原理和驱动形式又可分为直动式、先导式、自锁式阀门，以及电爆、气动、液动的球阀、蝶阀等类型。

1.2 系统循环方式

航天液体动力的应用范围广，种类多，可按各种特征进行分类。按推进剂供应方式可分为挤压式发动机和泵压式发动机。泵压式发动机按照涡轮工质来源可分为燃气发生器循环、补燃循环、膨胀循环及抽气循环；按照涡轮工质排放方式又可分为开式循环和闭式循环两类[6]。燃气发生器循环属于开式循环，补燃循环属于闭式循环。表1中总结了上述各类热力循环方式及其优缺点。

表1 发动机各种循环方式及其优缺点

Tab.1 Various thermodynamic cycles and their advantages and disadvantages

循环方式		优点	缺点
挤压式		a)简单、高可靠 b)响应速度快	a)贮箱质量大 b)推力室尺寸大 c)比冲低
泵压式	燃气发生器循环	a)组件压力小 b)涡轮泵功率小 c)质量轻 d)试验要求低	a)比冲较低 b)大推力"液—液"燃烧不稳定
	抽气循环	a)结构较简单 b)涡轮泵功率小 c)质量轻	a)比冲较低 b)推力调节较复杂
	膨胀循环	a)结构简单 b)比冲高	a)室压低 b)推力室量级低
	补燃循环	a)比冲高 b)室压高 c)推力室尺寸小	a)富氧燃烧易氧化 b)组件压力高
	全流量补燃循环	a)燃气温度低 b)"气—气"燃烧稳定	a)系统复杂 b)结构质量大

1.3 发动机工作过程

一次使用的发动机工作时间只有几百秒，在这段时间中，根据工作时序，发动机要完成：起动、额定工作、工况调节和关机几个工作过程。在起动阶段，发动机接到起动指令打开启动阀门，发动机推力达到额定工作状态；在额定工作阶段，发动机的性能参数达到设计参数状态；在工况调节阶段，发动机参照控制指令，调节发动机推力及混合比，并使发动机系统工作稳定；而在关机阶段，发动机接到关机指令，先后或同时切断推进剂供应系统，推力迅速下降到零。

2 航天液体动力的关键技术

2.1 总体技术

2.1.1 系统参数动态优化

发动机系统运行涉及起动、调节等一系列动态过程，在各动态过程中，需要掌握系统动态特性，并据此优化系统参数，调节系统特性，控制系统稳定、准确运行。

在发动机的起动过程中，系统在极短的时间内（挤压式0.1 s，泵压式1～2 s）从初始状态过渡到主级工作状态，其中转速、涡轮温度、流量等主要参数都会经历一个超调峰值过程，带来载荷冲击。除发动机自身起动特性、强迫起动特性外，起动过程的动态特性研究还涉及低温推进剂充填技术、吹除乳化等。

而在大范围工况调节过程中，涡轮泵、调节装置和推力室等组件的工作状况严重偏离设计点，如此大范围变工况条件下的动态特性计算，目前的小偏差模型已经不再适用。线性化调节特性是最常用也最理想调节方式，然而涡轮泵、推力室偏离设计点后显现的非线性特点，将全部反映到调节装置动特性过程，使其调节特性非常复杂。因而，针对工况调节过程，需要开展宽范围组件冷调试验，以及组件偏离设计点动态特性分析和调节装置动态特性研究。

此外，发动机全系统的振动频率特性需要优化，以避免自激振荡和共振现象发生。供应系统的低频脉动会把低频燃烧振荡在推力上的反映传递给箭体结构，如果此时，结构频率和供应系统频率耦合，将产生回路自激振荡，即全箭供应系统产生纵向耦合振动（POGO振动）[7]。发动机结构频率与伺服摇摆装置发生的振动耦合现象同样值得关注。通常需要开展发动机试车台状态及固支状态模态试验，确定系统模态特性，并通过安装蓄压器、改进机架及常平座结构等来避开共振频率点。

2.1.2 多次点火起动技术

多次起动是指发动机在一次飞行任务中需要进

行3次以上的点火起动。可重复使用火箭的垂直回收需要经历地面点火起飞、过大风区反推减速、着陆段反推减速3个点火起动过程，因此多次起动可靠点火是可重复使用先进推进系统研制中的重要问题。

常用的发动机点火方案包括化学点火、电火花点火、等离子体点火和谐振点火等。其中化学点火可靠性高，技术成熟被广泛采用；电火花点火装置体积小，适用于多次点火，但是需要较大电源功率，广泛应用于氢氧发动机；等离子体点火能量集中，同样需要较大电源功率；谐振点火方案则简单可靠，然而所需点火时间较长，点火能量也较小，不适用于大推力发动机。

发动机主要的起动技术有自身起动、氦气吹气强迫起动、起动箱起动和火药起动。自身起动系统配置简单，但起动加速性较慢，起动控制复杂；氦气吹气强迫起动系统简单可靠，起动加速性较好，适合多次起动发动机；起动箱起动加速性好，需增加两个小型推进剂贮箱，系统较复杂；火药起动则方案简单，技术成熟度高。

2.1.3 监测与故障诊断技术

发动机是运载火箭上的故障多发部位，在与运载火箭相关的故障中，发动机故障尤为突出[8]。发动机作为火箭的重要子系统，对其开展状态监测与故障诊断尤为重要。20世纪70年代，美国研制成功了用于航天飞机主发动机(space shuttle main engine, SSME)状态参数监测的“红线阈值检测与报警”系统[9]。前苏联也于20世纪80年代，对RD-120、RD-170、RD-0120等大型液体火箭发动机开发了“技术诊断系统”[10]。

总的来说，发动机的监测诊断方法可分为两类：监测系统状态参数；监测与结构失效相关的振动频率。状态参数监测方法往往需要发动机系统热力学模型的研究基础，因此与故障机理有较强的关联性，不易发生误警现象，目前应用较广。但是，该类方法对早期故障不敏感，对故障预示能力欠缺，仅适用于故障检测和报警。频率监测方法分辨率高，响应快，能够在早期防止故障进一步扩展，避免造成灾难性的结果，主要应用于涡轮泵等旋转部件的监测和诊断上。但是，该类方法所需的故障振动特性和故障联系有待进一步分析，导致故障阈值难确定，目前并没有在飞行中的监测广泛应用。

故障监测诊断技术又必须以测控系统技术的发展为支撑。高可靠和快速响应是测控系统最重要的两点技术指标，为了同时实现这些目标，需要研究高可靠传感器技术、测控系统冗余配置技术和新型传感技术。表2中列出了未来有望采用的新型传感器及所能监测的故障模式。

表2 先进传感器及其可监测故障模式

Tab. 2 Advanced sensors and their detectable failure modes

传感器	故障模式
羽流光谱仪	腐蚀/磨损
声发射传感器	轴承故障
光纤高温计	涡轮叶片故障
固态泄漏传感器	泄漏
聚偏二氟乙烯传感器	泄漏烧穿
羽流电诊断	腐蚀/磨损
光纤挠度计	轴承故障
激光振动传感器	轴承故障
数字应变传感器	结构伸张/压缩

2.2 核心组件技术

2.2.1 推力室可靠冷却及高效、稳定燃烧技术

推力室是发动机进行推进剂能量转化和产生推力的组件，其内部的力热环境极为恶劣，推进剂的喷注、雾化、蒸发、混合及化学反应等多个物理化学过程之间没有明显的时间和空间界面，燃烧过程具有显著的多物理场、强瞬态、跨尺度等特征。液体推进剂复杂的湍流两相燃烧过程使推进剂的高效、稳定燃烧面临着更大的挑战。

燃烧不稳定的研究几乎伴随着发动机的整个发展历程，为了解决这一难题，国内外都曾付出了巨大的代价[11-12]。工程上，提高发动机燃烧稳定性裕度主要有两类方法，其中，第一类方法的主要原理是被动增加燃烧系统的阻尼，最大程度强化扰动传播过程中的损失，达到降低或消除振荡幅值的不稳定抑制效果，通常采用隔板、声腔、调谐喷嘴、混合头部等来实现。此类方法的核心问题是燃烧室声学，关键是要掌握燃烧室内扰动传播过程的主要规律，包括声涡耗散、喷管耗散、两相阻尼、边界阻尼、喷注导纳等的影响。该领域所涉及的物理机理和控制方程相对明确，相关的研究也较为成熟，工程上也积累了丰富的经验，包括F-1、RD-180、RD-170在内的多个大推力的液体火箭发动机推力室均采用了此类方法提高燃烧稳定性(图1)[13]。

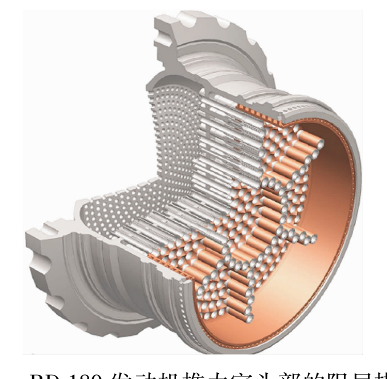


图 1　RD-180 发动机推力室头部的阻尼措施

Fig. 1　Damping design in injection head of RD-180 thrust chamber

第二类方法是主动改变燃烧释热与压力振荡之间的时空相位关系，降低能量输入的大小，弱化热声耦合效果。此类方法通常采用喷嘴排列、喷注参数分区的方式来实现，本质是控制燃烧释热的空间分布，是除阻尼装置外解决发动机燃烧不稳定问题的重要工程手段。我国 YF-20 发动机在早期的研制过程中就采用了调整径向喷注流强分布的方式成功实现了抑制高频纵向不稳定燃烧的目标（图 2）[12]。

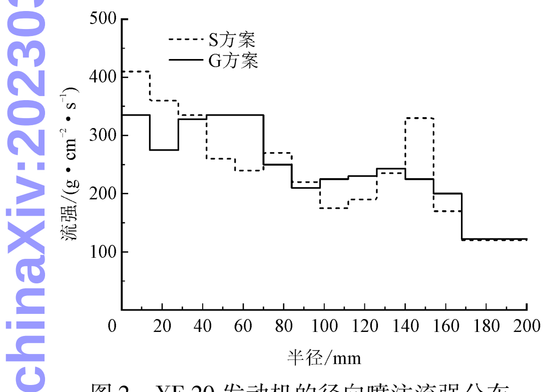


图 2　YF-20 发动机的径向喷注流强分布

Fig. 2　Radial distribution of injection flow intensity in YF-20

两种工程控制思路所适用的发动机类型、推力量级、推进剂组合以及喷注方式等均有区别。然而，围绕两种方法的抑制效果、适用范围、分析方法等仍需进一步开展详细的实验及理论分析研究。其中，基于时滞理论的时滞模型是液体火箭发动机燃烧稳定性分析的主流方法，基于该模型开发的火箭燃烧器交互设计工具 ROCCID（图 3）[14-15] 已普遍应用于国外多个研发机构。该代码采用的高频纵向燃烧稳定分析模型如下[16]。

$$\frac{1-Be^{2s(1-\psi)}}{1+Be^{2s(1+\psi)}}-\frac{1-e^{-2s\psi}}{1+e^{-2s\psi}}=\bar{u}\left[(1-\gamma n)+\gamma n e^{-s\bar{\tau}_s}\right] \tag{1}$$

虽然目前为止，国内外在完善这一模型方面做了很多努力，但该模型在分析维度、经验参数选取方面仍需要进一步改进和提升。

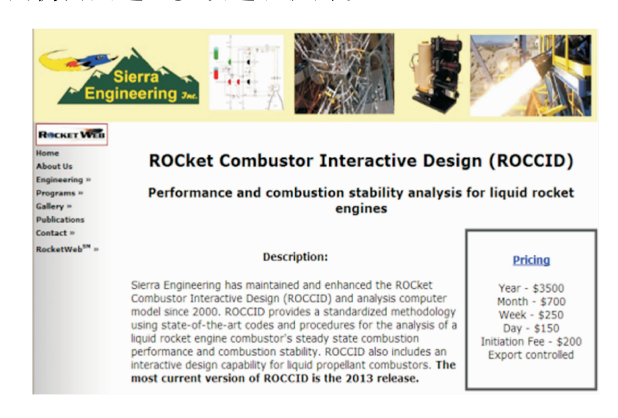


图 3　ROCCID 软件发布界面

Fig. 3　Publishing interface of ROCCID code

除推进剂的稳定燃烧技术外，推力室结构本身的可靠冷却也是重点关注的问题。目前采用的冷却方案有：再生冷却、烧蚀冷却、辐射冷却和燃气冷却。这些冷却技术在特定发动机型号中均已取得了成功应用，然而，未来高性能、高可靠、可重复使用发动机对上述冷却技术提出了更高的要求。例如，近年来，罗马大学 PIZZARELLI 等[17-18] 提出了适用于高深宽比冷却槽道内耦合换热的计算模型，即式（2）～（4）。该方法进一步完善了再生冷却通道内流动换热模型，建立了结构传热、对流换热的耦合换热模型，考虑了高深宽比带来的径向温度分层现象（图 4），提高了分析精度。

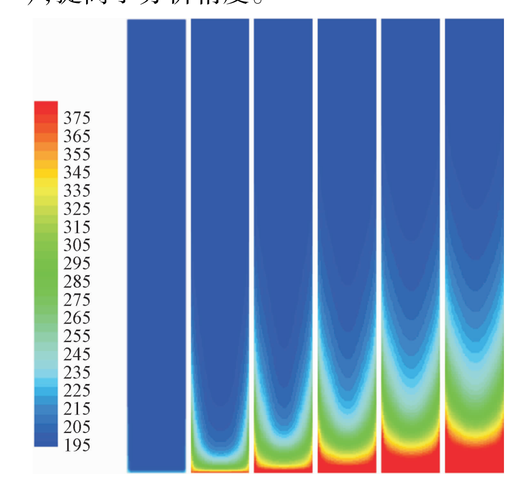


图 4　高深宽比冷却槽道内的径向温度分层现象

Fig. 4　Temperature stratification at various cross-sections of the HARCC channel

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u H_0 b)=\frac{\partial}{\partial y}\left(k_t b\frac{\partial T}{\partial y}\right)+2q_w \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial y}\left(k_w b_w\frac{\partial T_w}{\partial y}\right)=2q_w \tag{3}$$

$$q_w = h_w \cdot (T_w - T) \tag{4}$$

其中:q_w为通过两侧固壁传递的热流密度;h_w为壁面附近的对流换热系数。

2.2.2 涡轮泵技术

涡轮泵的核心技术主要包括:轴承技术、密封技术、离心泵空化动力学和结构流热固耦合分析、轴向力平衡等技术[19]。

涡轮氧泵轴承为高转速、大载荷、高 DN 值轴承。工作介质为低温、低黏度、强氧化性的液氧,同时还要满足发动机长时间、变工况、多次起停要求,这对轴承的结构设计、材料选取和冷却润滑等提出苛刻的要求。高速旋转的轴上必须安装不同结构与不同工作原理的动密封,将氧化剂、燃料、高温燃气及其它控制吹除气体隔离。因发动机要具备多次起动的功能,采用常闭式和脱开式组合式密封形式。常闭式端面密封为涡轮泵在运转和非运转状态时,密封摩擦副均紧密贴合,防止介质外漏。脱开式端面密封则是涡轮泵在非运转状态时,密封摩擦副紧密贴合,运转状态时在介质压力或离心力作用下密封摩擦副脱开,介质可能流动。

涡轮泵诱导轮内流路容易形成空化不稳定现象,该现象将诱发低频和高频不稳定,从而导致叶片断裂。此外,低温推进剂涡轮泵系统运行时会产生温升,流体与热环境、结构发生流热固耦合,对结构强度和供应系统稳定性有着重要的影响。对于大功率低温发动机涡轮泵,由于载荷密度大幅度提高,以及复杂的温度场影响,涡轮泵一味追求性能最优可能会导致结构强度余量不足或产生超出预想的变形。必须研究多学科优化设计方法,深入分析流热固耦合作用,提高发动机涡轮泵的抗汽蚀性能,同时满足性能与结构可靠性要求。

涡轮泵运转过程中,由于离心叶轮的旋转运动,在离心轮的外缘出口所建立的压力作用于离心叶轮的前、后盖板不对称,由于压力不平衡而产生轴向力。同时,由于离心叶轮出口压力值的高低不同,产生的轴向力方向也不同。涡轮泵的不平衡轴向力、产品的制造偏差、系统的调节偏差,会随着尺寸和工作压力的增大而逐渐增大,发动机变工况、起动、关机时,涡轮泵中均产生很大轴向力冲击。实践证明,轴向力平衡系统的稳定性和可靠性直接决定了涡轮泵的工作可靠性。

2.2.3 自动器调节和响应技术

自动器包含各种类型的阀门和调节器,涉及高温燃气阀技术、低温介质阀技术、流量调节器精确调节技术和伺服液压快速响应技术等。以集成流量调节、工况转换、流量稳定等功能于一体的流量调节器为例,其工作过程由电机旋转齿轮轴移动齿套和液压驱动主级活塞带动阀芯移动实现,容易出现阀门开度不足、阀门泄露等故障模式,从而导致流量调节失效。

2.3 新型液体推进剂

推进剂是液体动力发展的基础,对液体动力技术发展具有革命性推动作用。针对航天运输和武器装备发展对高性能、无毒化、免维护液体动力系统的需求,其主要发展方向为高理论比冲、高密度、安全无毒、可长期贮存的新型液体推进剂,国内外文献中相关研究有大量报道[20-22]。俄罗斯很早就开展了高能烃类燃料的研究,并成功研制 Syntin 合成煤油用于型号飞行任务。该推进剂在 RD-58S 上成功应用,使得比冲较 RD-58M(353 s)提高了 8 s[23]。美国则主要以立方烷、四环庚烷、环丙烷衍生物等高张力烃类化合物为研究方向。四环庚烷燃料的密度比目前的火箭煤油 RP-1 高 17%、比冲高 2%,燃烧性能良好[24]。

推进剂选择是一个权衡多因素的折中过程:既要考虑推进剂的高性能,高密度,易起动,低成本,稳定性,可贮存性等优良特性,同时需要考虑腐蚀性,易燃性,毒性,高蒸汽压力或燃烧稳定性等不良特性。

3 航天液体动力技术发展趋势

近年来,在新的宇航与动力技术战略形势下,随着 SLS、火神、阿里安 6、H-3 等下一代运载火箭的即将应用,以猎鹰 9 为代表的可重复使用商业航天兴起,国际运载火箭和航天液体动力技术的发展呈现出了新的特点,朝着高性能、大推力、可重复、低成本、智能化等方向发展。

3.1 高性能

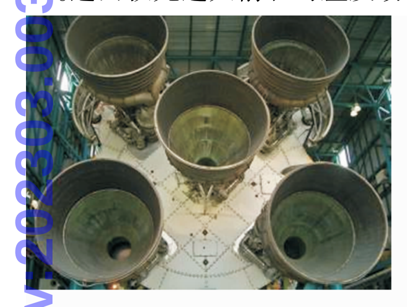
比冲和推质比是发动机的主要性能参数。为提高火箭有效载荷系数,需要改进液体火箭发动机性能,提高发动机比冲和推质比等指标以及长时间在轨和多次起动等能力。例如:Space-X 不断提升 Merlin 系列发动机性能,海平面比冲提高了近 30 s;

日本持续提高 LE 系列液氧液氢发动机性能,从LE-5 提高至 LE-9,有力支撑火箭更新换代。

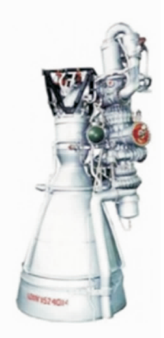
此外,航天液体动力具有压力高、流量大、转速高、高低温环境等典型特点,工作过程复杂,工作环境恶劣,故障随机性强、状态变化快。因此,高可靠是动力技术一直追求的根本目标,各国均不断采用各种先进技术提高发动机可靠性。

3.2 大推力

大推力是提升运载能力、简化火箭构型、提高可靠性的重要途径,如果主动力推力量级过小会导致火箭构型复杂程度提高,影响火箭的可靠性。同时推力量级大小直接反映国家航天产业规模实力,例如:美国土星 5 号的起飞推力为 3 408 t,其中一级的 F-1 发动机推力为 680 t;苏联 N-1 火箭的起飞推力达到 6 420 t,而其中所用的 NK-33 发动机推力为 154 t。这两款先进火箭和对应发动机如图 5 所示。




(a) 土星5号火箭一级及其F-1发动机

(b) N-1火箭一级及其NK-33发动机

图 5 美国和苏联两款大推力火箭及其发动机

Fig. 5 Two high-thrust rockets and their engines from the United States and the Soviet Union

近年来,欧美国家正在研制的新型发动机 AR-1、BE-4 以及 Raptor 等发动机的推力均在 200 吨级左右或以上。

3.3 可重复

重复使用运载器是降低空间运输成本、提高航天运输能力和发射频率的有效途径。可重复使用动力是实现运载器重复使用的核心和关键,利用先进材料、智能制造、大数据与健康监控等技术,将现有火箭动力从一次性拓展到多次使用,需具备多次点火、大范围工况调节等功能以及全任务剖面健康监控、全寿命周期使用维护等特点,是航天动力技术的重要发展方向[25]。

近年来,美国私人航天制造公司在重复使用火箭发动机的设计和火箭的回收方面取得了突破性进展,其中代表性的事件有:Space-X 公司用 Merlin-1 发动机实现“猎鹰 9”火箭的垂直起降回收;蓝源公司设计的 BE-3 发动机实现“新谢波德”亚轨道飞行器回收重复使用。

3.4 低成本

国外在追求发动机更高性能和可靠性的同时,更加重视新工艺、新方法的应用,以降低研制和使用、维护成本。如洛克达因公司采用先进设计、制造和试验方法,研制了 RS-68 燃气发生器循环氢氧发动机,研制成本大幅降低[26]。

近年来,随着航天发射商业化、产业化逐步具备条件,采购模式转变和市场化进程的不断推进,以 Merlin-1D 发动机为代表,经济性指标成为未来航天动力发展的重要因素。

3.5 高可靠

液体火箭发动机具有压力高、流量大、转速高、高低温环境等典型特点,同时过程复杂,工作环境恶劣、故障随机性强、状态变化快。因此,高可靠是动力技术一直追求的根本目标,各国均不断采用各种先进技术提高发动机可靠性。

对于液体火箭发动机有必要采用可靠性增长技术,从产品研制初期就高度重视可靠性工作,科学客观地评定其可靠性水平,动态规划可靠性增长试验;以减少序贯试验次数,节约研制费用,缩短研制周期。

3.6 智能化

智能化是指发动机能根据外部环境和自身状态,重新规划、优化、控制和管理自身性能、可靠性、任务、健康等状况,实现对发动机性能和状态的主动和自我管理[27]。“智能发动机”现在已成为航天、航空等领域动力技术的重点研究方向。

图 6 为智能发动机系统的四层架构,具体包括了:物理基础、全面感知、智能决策和精准执行 4 方

面内容。其中物理基础包括电气化的传动部件，分布式主动控制系统，系统冗余配置和发动机所具有的深度变推力能力。全面感知是指发动机能够自主辨识流动、燃烧、传热及机械状态。智能决策说明发动机具有自主进行故障隔离和控制律重构等能力。而精准执行是发动机智能化能力的直接体现。

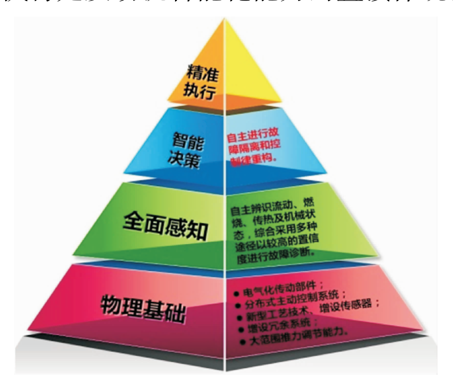


图 6　智能发动机系统层次架构

Fig. 6　Intelligent engine system hierarchy architecture

智能发动机的特点为：数字技术融入发动机设计、制造、试验和维护中；建立发动机之间的数据连接，实现大数据和机器学习；能够自我调整，具备“感知”、预测环境和自我调节能力；未来还将具备自我维修、自我修复的能力[28]。实现火箭发动机智能化是未来任务的迫切需求，是技术发展的重要方向。大数据分析、专家系统等智能化技术快速发展，为智能化发动机研究提供了先进手段和坚实的基础。

4 交叉融通实现突破

突破航天液体动力关键技术可以将学科交叉作为主要途径。具体来说，通过发动机技术分别与数字孪生技术结合、与增材制造技术结合、与先进检测技术结合、与人工智能技术结合有望在短期内实现发动机关键技术突破。

发动机核心构件呈现出形状复杂、多功能、整体化和轻质化等新特征，传统工艺满足制造要求代价方面巨大[29]。增材制造技术能优化结构、提高制造效率和成品率，从产品设计开始积极利用增材制造和增减材混合制造在几何结构和材料复杂性方面的优势，使得利用率提高到 60% 以上[30]。

检测是液体火箭发动机制造过程重要的环节之一，检测技术能力直接影响着液体火箭发动机的产品质量和技术水平。面对航天发展的新形势，为确保发动机的发射成功率，需要加强制造过程数据的检测、分析、利用，不断寻求能够实现发动机制造全过程全要素质量数据的先进检测方法，使发动机的制造满足现代化发展的要求[31-32]。

而与数字孪生、与人工智能技术相结合，开展基于模型的宇航动力研发体系研究，构建知识驱动的设计流程和技术体系，持续归集应用基础研究成果，全面实现流程驱动的数字化研发，持续提高虚拟试验预示能力，建立发动机全生命周期数字孪生体，增强实物验证的有效性，是突破各项关键技术、提升型号产品交付质量、实现研制模式由跟随型创新向自主创新转变的重要途径[33-34]。

5　结　论

本研究论述了液体火箭发动机基本原理，系统梳理了航天液体动力的若干关键技术，总结了近年来国内外航天液体动力发展趋势，并从学科交叉的角度，给出了短期内有望突破的技术难点，为发动机设计、制造与发展提供有力支撑。

参考文献：

[1] 胡浩，裴照宇，李春来，等. 无人月球采样返回工程总体设计——嫦娥五号任务[J]. 中国科学(技术科学)，2021，51(11)：1275-1286.
HU Hao, PEI Zhaoyu, LI Chunlai, et al. Overall design of unmanned lunar sampling and return project—Chang'e-5 mission[J]. Scientia Sinica(technologica)，2021，51(11)：1275-1286(in Chinese).

[2] 朱新波，谢攀，徐亮，等. “天问一号”火星环绕器总体设计综述[J]. 航天返回与遥感，2021，42(3)：1-12.
ZHU Xinbo，XIE Pan，XU Liang，et al. Summary of the overall design of mars orbiter of Tianwen-1[J]. Spacecraft recovery & remote sensing，2021，42(3)：1-12(in Chinese).

[3] 王晓宇. 神舟十三号——空间站关键技术验证的收官之战[J]. 国际太空，2021(10)：4-6.
WANG Xiaoyu. Shenzhou 13-the final battle for the verification of key technologies of the space station[J]. Space international，2021(10)：4-6(in Chinese).

[4] 人民网-中国共产党新闻网. 习近平谈航天：星空浩瀚无比，探索永无止境[EB/OL].(2019-02-21)[2022-04-05]. http://cpc.people.com.cn/n1/2019/0221/c164113-30852331.html.

[5] PÉREZ-ROCA S，MARZAT J，PIET-LAHANIER H，et al. A survey of automatic control methods for liquid-propellant rocket engines[J]. Progress in aerospace sciences，2019，107：63-84.

[6] SUTTON G P. History of liquid propellant rocket engines in the United States[J]. Journal of propulsion and power，2003，19(6)：978-1007.

[7] PARK K J，YOO J U，LEE S H，et al. Pogo accumulator optimiza-

tion based on multiphysics of liquid rockets and neural networks [J]. Journal of spacecraft and rockets,2020,57(4):809-822.
[8] 张振臻,陈晖,高玉闪,等. 液体火箭发动机故障诊断技术综述[J]. 推进技术,2022,43(6):15-33.
ZHANG Zhenzhen,CHEN Hui,GAO Yushan,et al. Review on fault diagnosis technology of liquid rocket engine[J]. Journal of propulsion technology,2022,43(6):15-33(in Chinese).
[9] 谭松林. SSME 发动机故障监控评述及对大型液体火箭发动机故障检测的初步设想[J]. 火箭推进,1994(1):1-4.
TAN Songlin. Review of SSME engine fault monitoring and preliminaryassumption of large liquid rocket engine fault detection[J]. Journal of rocket propulsion,1994(1):1-4(in Chinese).
[10] ZAK A. US rocket with Russian engine gets to work[J]. IEEE spectrum,2002,39(10):23.
[11] HARRJE D T. Liquid propellant rocket combustion instability[EB/OL]. (1972-01-01)[2022-04-05]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19720026079.
[12] YANG V,ANDERSON W. Liquid rocket engine combustion instability[M]. Washington,DC,USA:AIAA,1995.
[13] LIOI C,KU D,YANG V. Linear acoustic analysis of the preburner of an oxidizer-rich staged combustion engine[J]. Journal of propulsion and power,2018,35(2):396-402.
[14] MUSS J A,NGUYEN T V,JOHNSON C W. User's manual for rocket combustor interactive design (ROCCID) and analysis computer program. Volume 1: User's manual [EB/OL]. (1991-05-01) [2022-04-21]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19910014917.
[15] MUSS J A,NGUYEN T V,JOHNSON C W. User's manual for rocket combustor interactive design (ROCCID) and analysis computer program. Volume 2: Appendixes A-K [EB/OL]. (1991-05-01) [2022-05-01]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19910014918.
[16] CROCCO L,CHENG S I. Theory of combustion instability in liquid propellant rocket motors[M]. London:Butterworths Scientific Publications,1956.
[17] PIZZARELLI M,CARAPELLESE S,NASUTI F. A quasi-2-D model for the prediction of the wall temperature of rocket engine cooling channels[J]. Numerical heat transfer,part a:Applications,2011,60(1):1-24.
[18] PIZZARELLI M,BETTI C,NASUTI F. Coupled analysis of hot-gas and coolant flows in LOX/methane thrust chambers[C]//Proceedings of 4th European Conference for Aerospace Sciences. Bruxelles,Belgium:EUCASS,2011:1-11.
[19] OKAYASU A,OHTA T,KAMIJYO A,et al. Key technology for reusable rocket engine turbopump[J]. Acta astronautica,2002,50(6):351-355.
[20] 焦念明. 富 B-H 基离子液体推进剂的设计合成及性能研究[D]. 北京:中国科学院大学,2018.
[21] CHAI W S,KOH K S,CHEAH K H. Chapter 11-hydroxylammonium nitrate—the next generation green propellant[M]//CHEAH K H. Space Micropropulsion for Nanosatellites. Amsterdam:Elsevier,2022:285-305.
[22] LIU Y K,MA C,SHI C X,et al. Synthesis of strained high-energy rocket bio-kerosene via cyclopropanation of myrcene[J]. Fuel processing technology,2020,201:106339.
[23] POLUNIN K E,UL'YANOV A V,POLUNINA I A,et al. Detection of alkylhydrazine impurities in hydrocarbon rocket propellants by chromatography and mass spectrometry[J]. Russian journal of applied chemistry,2021,94(2):182-191.
[24] 潘伦,邓强,鄂秀天凤,等. 高密度航空航天燃料合成化学[J]. 化学进展,2015,27(11):1531-1541.
PAN Lun,DENG Qiang,E Xiutianfeng,et al. Synthesis chemistry of high-density fuels for aviation and aerospace propulsion[J]. Progress in chemistry,2015,27(11):1531-1541(in Chinese).
[25] LUKIN K A,PRISIAZHNYI V I,MITIKOV Y A,et al. Conceptual design of ukrainian reusable single-stage rocket with vertical takeoff & landing capability[J]. Journal of physics:Conference series,2021,1786(1):012021.
[26] WOOD B. Propulsion for the 21st Century-RS-68[C]//Proceedings of 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston,VA,USA:AIAA,2002:4324.
[27] RUSSELL M J,LECAKES G D,MANDAYAM S,et al. The "intelligent" valve:A diagnostic framework for integrated system-health management of a rocket-engine test stand[J]. IEEE transactions on instrumentation and measurement,2011,60(4):1489-1497.
[28] HIRABAYASHI M,SATOH D,TSUTSUMI S,et al. Complementary-integrated approach to model-based and data-driven prognostics and fault diagnosis for reusable rocket engine systems[J]. Transactions of the Japan society for aeronautical and space sciences,aerospace technology Japan,2021,19(2):160-169.
[29] 张武昆,谭永华,高玉闪,等. 液体火箭发动机增材制造技术研究进展[J]. 推进技术,2022,43(5):24-39.
ZHANG Wukun,TAN Yonghua,GAO Yushan,et al. Research progress of additive manufacturing technology in liquid rocket engine [J]. Journal of propulsion technology,2022,43(5):24-39(in Chinese).
[30] THOMAS D J. Advanced active-gas 3D printing of 436 stainless steel for future rocket engine structure manufacture[J]. Journal of manufacturing processes,2022,74:256-265.
[31] 李艳军. 新一代大推力液体火箭发动机故障检测与诊断关键技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2014.
[32] 吴建军,朱晓彬,程玉强,等. 液体火箭发动机智能健康监控技术研究进展[J]. 推进技术,2022,43(1):1-13.
WU Jianjun,ZHU Xiaobin,CHENG Yuqiang,et al. Research progress of intelligent health monitoring technology for liquid-propellant rocket engines[J]. Journal of propulsion technology,2022,43(1):1-13(in Chinese).
[33] JIMENEZ M D,PLUCHART S,MOUVAND S,et al. Rocket engine digital twin-modeling and simulation benefits[C]//AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Reston, VA, USA: AIAA, 2019: 4114.
[34] LEE J, AZAMFAR M, SINGH J, et al. Integration of digital twin and deep learning in cyber-physical systems:Towards smart manufacturing[J]. IET collaborative intelligent manufacturing,2020,2(1):34-36.

（编辑　黄崇亚　李坤璐）